

First Hit☐ Generate Collection

L26: Entry 2 of 2

File: JPAB

Feb 10, 1998

PUB-NO: JP410034825A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 10034825 A

TITLE: BONDING STRUCTURE WITH LOW THERMAL STRAIN OF NAVIGATING BODY IN SPACE

PUBN-DATE: February 10, 1998

## INVENTOR-INFORMATION:

NAME

COUNTRY

UMESATO, SHINKO

SEKINE, KOJI

## ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME

COUNTRY

NEC CORP

APPL-NO: JP08198893

APPL-DATE: July 29, 1996

INT-CL (IPC): B32 B 15/08; B64 G 1/22; F16 S 3/08

## ABSTRACT:

PROBLEM TO BE SOLVED: To obtain a bonding structure with low thermal strain of a navigating body in space with enough small error and deviation of a sensor orientation axis by arranging a metal layer with a plus linear expansion coefficient and a CFRP laminated collar with a minus linear expansion coefficient on the outside and the inside of a zero thermal strain truss.

SOLUTION: The outermost layer of a bonded part is a metal layer 1 and a zero thermal strain truss 3 being a part to be bonded is bonded on the inside of the metal layer. In addition, a CFRP laminated collar 2 is bonded on the inside of the zero thermal strain truss 3. The zero thermal strain truss 3 is a main part constituting a truss structure and the truss part can be realized by a zero thermal strain CFRP laminated constitution. As the bonded part is an integral bonded structure, the metal layer 1 with a plus linear expansion coefficient and the CFRP laminated collar 2 with a minus linear expansion coefficient cancel each other their deformations to temp. change.

COPYRIGHT: (C)1998, JPO

*zero thermal strain*

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平10-34825

(43) 公開日 平成10年(1998) 2月10日

(51) Int.Cl. <sup>6</sup>	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
B 3 2 B 15/08	1 0 5	9633-4F	B 3 2 B 15/08	1 0 5 Z
B 6 4 G 1/22			B 6 4 G 1/22	
F 1 6 S 3/08			F 1 6 S 3/08	

審査請求 有 請求項の数 3 O L (全 3 頁)

(21) 出願番号 特願平8-198893

(22) 出願日 平成 8 年 (1996) 7 月 29 日

(71) 出願人 000004237

日本電気株式会社

東京都港区芝五丁目 7 番 1 号

(72) 発明者 梅里 眞弘

東京都港区芝五丁目 7 番 1 号 日本電気株式会社内

(72) 発明者 関根 功治

東京都港区芝五丁目 7 番 1 号 日本電気株式会社内

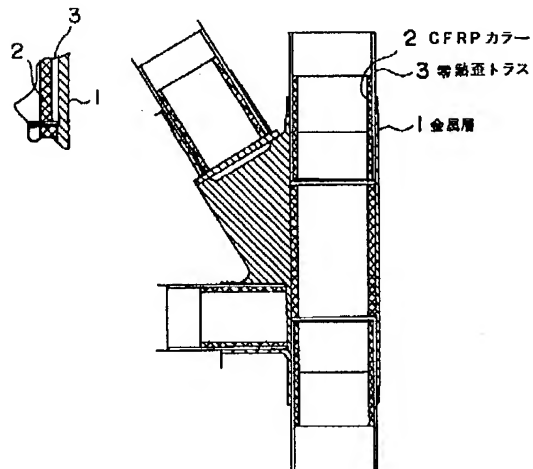
(74) 代理人 弁理士 京本 直樹 (外 2 名)

(54) 【発明の名称】 宇宙航行体の低熱歪接合構造

(57) 【要約】

【課題】 熱歪を従来に比べ大幅に抑えることができ、センサ指向軸誤差やセンサ指向軸変動を十分に小さくできる宇宙航行体の低熱歪接合構造を提供する。

【解決手段】 零熱歪トラス 3 の接合において、表面にプラス線膨張係数を有する金属層 1 を、内側にマイナス線膨張係数を有する CFRP カラー 2 を配置する。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 金属層とCFRP積層の層間接合構造であり、プラス線膨張係数を有する金属層とマイナス線膨張係数を有するCFRP層とが互いの伸び縮みをキャンセルし合うことを特徴とする宇宙航行体の低熱歪接合構造。

【請求項2】 宇宙航行体を構成する構成要素を接合する接合構造において、外側に金属層を、内側にCFRP層を配置したことを特徴とする宇宙航行体の低熱歪接合構造。

【請求項3】 宇宙航行体を構成する構成要素が零熱歪トラスであることを特徴とする請求項2の宇宙航行体の低熱歪接合構造。

## 【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は地球観測衛星等の宇宙航行体の低熱歪接合構造に関する。

【0002】

【従来の技術】地球観測衛星構体や精密観測センサ構造物は、軌道上でセンサ指向軸誤差を最小限に抑制するため、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)等の低熱歪材料で多くのものは製作されている。このような低熱歪材料間の接合部は、Al合金又はTi合金で製作されている。

【0003】図3は、従来の接合部を示す図で、プラス線膨張係数を有する金属接合部5とマイナス線膨張係数を有するCFRP材料6を直列に接合することで、全体として低熱歪化を目指していた。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】従来の技術の第1の問題点は、低熱歪化に限界があることである。その理由は、宇宙航行体各部の温度は、均一に上下するわけではなく、日陰、日照、内部発熱等により温度分布が不均一となるからである。

【0005】地球観測衛星や精密観測センサは、近年ますます高性能化(高分解能)が進み、センサ指向軸誤差を極力抑制する必要性が高まってきている。一方人工衛星も大型化、大電力化が進んでおり、熱歪によるセンサ指向軸変動が大きくなる傾向にある。しかしながら、図3に示す従来技術では、センサ指向軸誤差やセンサ指向軸変動を十分に抑制することができないものであった。

【0006】したがって、本発明の目的は熱歪を従来に比べて大幅に抑えることができ、その結果、センサ指向軸誤差やセンサ指向軸変動を十分に小さくできる宇宙航行体の低熱歪接合構造を提供することである。

【0007】

【課題を解決するための手段】本発明によれば、プラス線膨張係数を有する金属層とマイナス線膨張係数を有するCFRP積層カラーを零熱歪トラスの外側と内側にそれぞれ配置した宇宙航行体の低熱歪接合構造が得られ

る。

【0008】本発明の低熱歪接合構造によれば、金属層とCFRP積層カラーとは、温度変化に対して、お互いに変形をキャンセルするため、低熱歪の接合構造が得られる。

【0009】

【発明の実施の形態】次に、本発明の実施の形態について説明する。図1は本発明の低熱歪接合構造を採用した観測衛星構体を示し、トラス構造接合の一例である。また図2は、接合部の部分詳細図である。

【0010】図1の構体は零熱歪トラス3と、トラス接合部4より構成されている。トラス接合部4は、零熱歪トラス3間を接合するパーツであり、図2に示すように金属層1とCFRP積層カラー2とから構成される。

【0011】接合部最外層は金属層1であり、本金属層内側に被接合部である零熱歪トラス3が接着されている。さらに零熱歪トラス3の内側にCFRP積層カラー2が接着されている(図2参照)。零熱歪トラス3は、図1のトラス構造を構成する主要部品であり、トラス部は、零熱歪CFRP積層構成で実現することができる。

【0012】本接合部は、一体接着構造となっているため、プラス線膨張係数を有する金属層1と、マイナス線膨張係数を有するCFRP積層カラー2とはお互いに温度変化に対して、変形をキャンセルし合う。

【0013】今、金属層1の断面積を $A_1$ 、線膨張係数を $\alpha_1$ 、弾性係数を $E_1$ 、長さ $l$ 、温度差 $\Delta t$ に対する伸びを $\Delta l$ とする。同様にCFRP積層カラー2の材料特性を $A_2$ 、 $\alpha_2$ 、 $E_2$ とした場合、

$$\Delta l = \Delta t \alpha_1 l \quad \dots (1)$$

$$\Delta l = P l / E A_1 \quad \dots (2)$$

式(1)、(2)より $P = \alpha_1 E_1 A_1 \Delta t$ で、 $P$ は、温度差 $\Delta t$ により金属層1に生じる熱歪力であり、本熱歪力 $P$ とCFRP積層カラー2のそれと釣合わせるため、

$$\alpha_1 E_1 A_1 = \alpha_2 E_2 A_2 \quad \dots (3)$$

となるように諸元を設定する。

【0014】(3)式で金属層1及びCFRP積層カラー2の $\alpha$ 、 $E$ 、 $A$ の各諸元を設定し、具体例として接合部線膨張係数 $\alpha$ を試算すれば、

Al合金の場合、 $\alpha_1 = 2.2 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  から  $\alpha = 1 \times 10^{-7}/^{\circ}\text{C}$

Ti合金の場合、 $\alpha_1 = 7 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  から  $\alpha = 1 \times 10^{-7}/^{\circ}\text{C}$

程度が実現可能である。

【0015】このような構成により、いかなる温度に対しても長さ方向零熱歪の構造が可能となり、衛星構体全体の零熱歪構造が実現できる。

【0016】本発明の実施の形態において、トラス構造、金属材料とCFRP積層を例に説明したが、フレーム構造その他、宇宙航行体の構造物は、すべて、本発明

3

が利用できることは明白であり、本発明の範囲内である。

【0017】また、異種材料で線膨張係数の異なる物同志を接合（例えばセラミックとCFRP等）して全体線膨張係数をコントロールする場合も、当然本発明が利用できることは明白であり、本発明の範囲内である。

【0018】

【発明の効果】本発明の第1の効果は、零熱歪が精度良く実現できることである。その理由は、全体線膨張係数算出口ジックは明白で、効果も自明である。

10

4

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の実施の形態の観測衛星構体を示す図。

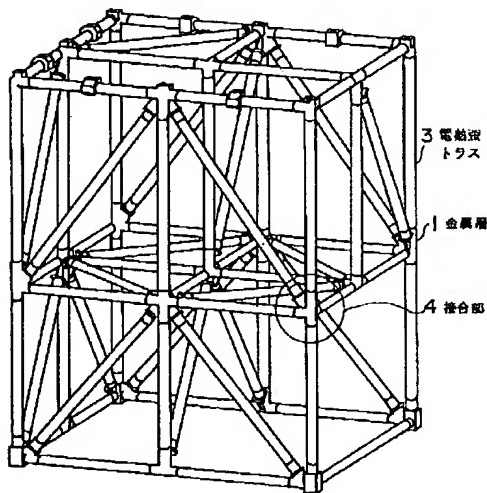
【図2】図1の接合部の部分詳細図。

【図3】従来の構成を示す図。

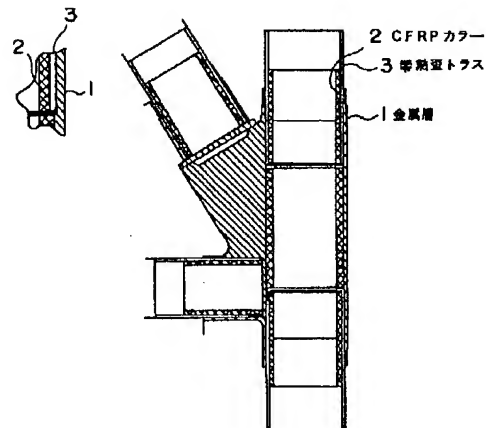
【符号の説明】

- 1 金属層
- 2 CFRPカラー
- 3 零熱歪トラス
- 4 接合部

【図1】



【図2】



【図3】

